

## Navigation method using complementary measurement methods for motor vehicle

Patent Number: DE19636425

Publication date: 1997-11-13

Inventor(s): KASTIES GUENTHER DIPL ING (DE); WAGNER JOERG FRIEDRICH DR ING (DE)

Applicant(s): AERO DATA FLUGMESTECHNIK GMBH (DE)

Requested Patent: ☐ DE19636425

Application Number: DE19961036425 19960907

Priority Number(s): DE19961036425 19960907

IPC Classification: G01C21/00; G05D1/00; H03H17/00; H03H21/00; G05D3/12

EC Classification: G01C21/20, G05D1/02E

Equivalents:

---

### Abstract

---

The method involves acquiring sensor signals using two complementary methods which exploit available measurement data and accuracy respectively. The measurement signals of the movements of an object (1) of a first sensor (2) are used in a simulation (5) and appropriate data are acquired. The movement data are fed into a simulation (6) of the second measurement method for generating simulated measurement signals of the second sensor arrangement (3). The simulated signals are compared with the actual measurement signals from the second sensor arrangement. The movement simulation is corrected according to the comparison results and its output signals used as navigation method output data.

---

Data supplied from the esp@cenet database - I2





DEUTSCHES  
PATENTAMT

21 Aktenzeichen: 196 36 425.6-52  
22 Anmeldetag: 7. 9. 96  
43 Offenlegungstag: —  
46 Veröffentlichungstag  
der Patenterteilung: 13. 11. 97

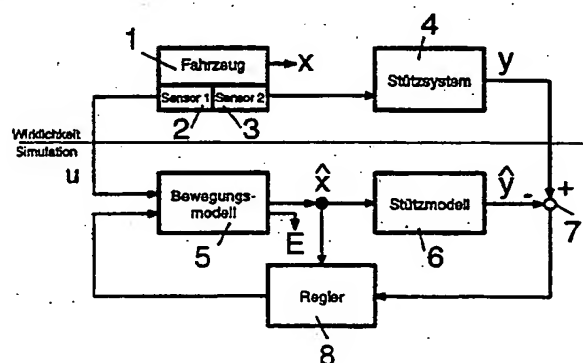
Innerhalb von 3 Monaten nach Veröffentlichung der Erteilung kann Einspruch erhoben werden

73 Patentinhaber:  
Aero-Data-Flugmeßtechnik-GmbH, 38106  
Braunschweig, DE  
74 Vertreter:  
GRAMM, LINS & PARTNER, 38122 Braunschweig

72 Erfinder:  
Wagner, Jörg Friedrich, Dr.-Ing., 38108  
Braunschweig, DE; Kasties, Günther, Dipl.-Ing.,  
38102 Braunschweig, DE  
56 Für die Beurteilung der Patentfähigkeit  
in Betracht gezogene Druckschriften:  
DE 44 28 009 A1  
EP 05 19 593 A2  
JP 07311043 A (Patent Abstracts of Japan);

64 Verfahren zur Navigation unter Verwendung unterschiedlicher Meßmethoden

- 57 Zur einander ergänzenden Auswertung von Daten unterschiedlicher Meßmethoden zum Zwecke der Navigation für einen bewegbaren Gegenstand wird ein Verfahren angegeben, bei dem
- mit einer ersten Meßmethode hinsichtlich der Verfügbarkeit vorteilhafte Meßsignale einer ersten Sensoranordnung (2) und mit einer zweiten Meßmethode hinsichtlich der Genauigkeit vorteilhafte Meßsignale einer zweiten Sensoranordnung (3) gewonnen werden,
  - die Meßsignale (u) der ersten Sensoranordnung auf eine Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes angewendet und hieraus Bewegungsdaten ( $\hat{x}$ ) ermittelt werden,
  - die ermittelten Bewegungsdaten ( $\hat{x}$ ) in eine Simulation (6) der zweiten Meßmethode zur Erzeugung simulierter Meßsignale ( $\hat{y}$ ) der zweiten Sensoranordnung (3) eingegeben werden,
  - die simulierten Meßsignale ( $\hat{y}$ ) mit tatsächlichen Meßsignalen (y) der zweiten Sensoranordnung (3) verglichen werden,
  - aus dem Vergleich die zugrunde gelegte Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes korrigiert wird und
  - die durch die Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes (1) ermittelten Bewegungsdaten als Ausgangsdaten (E) des Navigationsverfahrens ausgegeben werden.



## Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Navigation mit einander ergänzenden Auswertungen von Daten unterschiedlicher Meßmethoden für einen bewegbaren Gegenstand, wobei mit einer ersten Meßmethode hinsichtlich der Verfügbarkeit vorteilhafte Meßsignale einer ersten Sensoranordnung und mit einer zweiten Meßmethode hinsichtlich der Genauigkeit vorteilhafte Meßsignale einer zweiten Sensoranordnung verarbeitet werden.

Es ist bekannt, Daten verschiedener Sensoranordnungen für die Navigation zu verwenden, wobei regelmäßig die Daten der einen Sensoranordnung, beispielsweise durch ein bordeigenes autarkes System, ständig zur Verfügung stehen, während Daten einer zweiten Sensoranordnung, die eine Bestimmung von Bewegungsdaten, einschließlich Ortsdaten, mit einer höheren Genauigkeit erlauben, von externen Übermittlungen abhängig sind und daher aufgrund von Störungen, Abschattungen usw. nicht ständig zur Verfügung stehen. Die Daten der zweiten Sensoranordnung werden zur Stützung der Daten der ersten Sensoranordnung herangezogen, um deren Genauigkeit zu erhöhen.

Gängige autarke Sensoren sind insbesondere Inertialsensoren, aber auch beispielsweise Radsensoren. Als Stützsysteme kommen insbesondere die Satelliten- und Funknavigation in Frage, deren Sensoren somit Antennen aufweisen.

Bei den bekannten Navigationsverfahren dieser Art werden aus den Meßdaten der ersten Sensoranordnung beispielsweise mit Hilfe einer "Strap-Down-Rechnung" Bewegungsdaten ermittelt. Ausgangspunkt für die Auswertung ist, daß die aufgrund der Meßdaten der ersten Sensoranordnung ermittelten Bewegungsdaten fehlerbehaftet sind. Es wird daher ein linearisiertes Fehlermodell zur Errechnung einer Korrektur zugrunde gelegt. Durch die Anwendung der zweiten Meßmethode als Stützsystem, insbesondere einer Satellitennavigationsmethode, werden die fehlerbehafteten Bewegungsdaten gemäß der ersten Meßmethode mit Ausgangsdaten der zweiten Meßmethode verglichen und hieraus ein Fehlerwert gebildet. Zur Anpassung des linearisierten Fehlermodells an die aktuellen Werte wird der im linearisierten Fehlermodell vorhergesagte Fehler mit einem linearisierten Stützmodell so umgewandelt, daß ein prognostizierter Fehlerwert entsteht, der mit dem durch Vergleich der beiden Meßmethoden ermittelten Fehlerwert verglichen wird. Über einen Regler, der beispielsweise nach dem Kalman-Filter-Prinzip ausgelegt ist, wird mit dem festgestellten Vergleichswert das linearisierte Fehlermodell einerseits, die eigentliche Strap-Down-Rechnung andererseits korrigiert. Da die fehlerbehafteten, durch die Strap-Down-Rechnung ermittelten Bewegungsdaten für die Bestimmung des Arbeitspunktes sowohl auf das linearisierte Fehlermodell und das linearisierte Stützmodell als auch auf den Regler gelangen, entsteht eine vielfache Wechselwirkung zwischen der Strap-Down-Rechnung einerseits und dem Regelkreis zur Anpassung des linearisierten Fehlermodells und des linearisierten Stützmodells andererseits. Diese externe Korrektur des Kalman-Filters ist für diesen eigentlich systemfremd und bewirkt gegebenenfalls instabile Verhaltensweisen des Regelkreises und damit des Navigationsverfahrens.

Es sind Navigationssysteme für Kraftfahrzeuge bekannt, bei denen eine übliche Standortbestimmung mit bordeigenen Sensoren und ggf. einem Satelliten-Navigationsempfänger erfolgt. Über einen Umschalter können diese aus DE 44 28 009 A1, EP 0 519 593 A2 oder JP 07 311 043 A (Patent Abstracts of Japan) bekannten Systeme in eine Simulations-Betriebsart gebracht werden, in der eine Fahrt vom aktuellen Ausgangspunkt zu einem gewählten Endpunkt simuliert und mit Hilfe einer Karte dargestellt wird. Die Simulations-Betriebsart beeinflusst die eigentliche Standortbestimmung nicht.

Der vorliegenden Erfindung liegt daher die Problemstellung zugrunde, das Navigationsverfahren der eingangs erwähnten Art so auszubilden, daß eine Verbesserung des Regelsystems erreicht wird und mögliche Instabilitäten, die aufgrund der bisherigen Ausbildung des Regelsystems möglich sind, vermieden werden können.

Ausgehend von dieser Problemstellung wird erfindungsgemäß ein Verfahren zur Navigation mit einander ergänzenden Auswertungen von Daten unterschiedlicher Meßmethoden für einen bewegbaren Gegenstand angegeben, bei dem

- mit einer ersten Meßmethode hinsichtlich der Verfügbarkeit vorteilhafte Meßsignale einer ersten Sensoranordnung und mit einer zweiten Meßmethode hinsichtlich der Genauigkeit vorteilhafte Meßsignale einer zweiten Sensoranordnung gewonnen werden,
- die Meßsignale der ersten Sensoranordnung auf eine Simulation der Bewegung des Gegenstandes angewendet und hieraus Bewegungsdaten ermittelt werden,
- die ermittelten Bewegungsdaten in eine Simulation der zweiten Meßmethode zur Erzeugung simulierter Meßsignale der zweiten Sensoranordnung eingegeben werden,
- die simulierten Meßsignale mit tatsächlichen Meßsignalen der zweiten Sensoranordnung verglichen werden,
- aus dem Vergleich die zugrunde gelegte Simulation der Bewegung des Gegenstandes korrigiert wird und
- die durch die Simulation der Bewegung des Gegenstandes ermittelten Bewegungsdaten als Ausgangsdaten des Navigationsverfahrens ausgegeben werden.

Kern der Erfindung ist, daß die gesamte Gegenstandsbewegung in einem Bewegungsmodell rechnerisch simuliert wird, um dadurch die benötigten Bewegungsdaten, gegebenenfalls einschließlich etwaiger Hilfsdaten, zu schätzen. Die geschätzten Bewegungsdaten dienen als Ergebnis des Verfahrens zur Navigation. Da die ursprünglich geschätzten Bewegungsdaten stark fehlerbehaftet sind, gelangen sie auf ein Modell des Stützsystems, in dem die Bewegungsdaten zu simulierten Meßdaten des Stützsystems transformiert werden. Diese werden in einer Vergleichsstufe mit den realen Meßdaten des Stützsystems verglichen. Mit dem Ergebnis des

Vergleichs wird ein Regler gesteuert, der seinerseits das komplette Bewegungsmodell verändert, um so zu besser geschätzten Bewegungsdaten zu gelangen.

Im Unterschied zum Stand der Technik findet die Auswertung der Meßsignale der ersten Sensoranordnung ausschließlich in einem simulierten Bewegungsmodell statt, das in seiner Gesamtheit durch den Regler veränderbar ist. Bei der Ausbildung des Bewegungsmodells innerhalb eines Kalman-Filters findet somit die Korrektur durch die Regelung des Kalman-Filters statt und nicht — wie bisher — zumindest teilweise außerhalb des Kalman-Filters. Daher läßt sich der erfindungsgemäß vorgesehene Regelkreis stabiler aufbauen, weil Instabilitäten aufgrund externer Korrekturen der Strap-Down-Rechnung, beispielsweise mit Hilfe eines Kalman-Filters, vermieden werden.

Die erfindungsgemäße komplette Simulation der Bewegung als auch des Stützmodells ermöglicht insbesondere auch die Anordnung der Sensoranordnungen für die beiden Meßmethoden mit einem Abstand voneinander, der rechnerisch nicht mit Null angenommen werden muß, sondern in der Simulation der zweiten Meßmethode (des Stützsystems) berücksichtigt wird.

Die Erfindung wird im folgenden anhand von zeichnerischen Darstellungen näher erläutert. Es zeigen:

Fig. 1 ein Blockschaltbild zur schematischen Darstellung des erfindungsgemäßen Verfahrens,

Fig. 2 ein Blockschaltbild für ein Ausführungsbeispiel eines Bewegungsmodells aus Fig. 1.

Fig. 1 ist durch eine horizontale gestrichelte Linie in einen Bereich "Wirklichkeit" und einen Bereich "Simulation" unterteilt.

Als bewegter Gegenstand ist in Fig. 1 ein Fahrzeug 1 angenommen, dessen (sich ändernde) Bewegungsdaten ein Teil von  $x$  sind. Das Fahrzeug 1 ist mit einer ersten Sensoranordnung 2 und einer zweiten Sensoranordnung 3 versehen, wobei die erste Sensoranordnung 2 ein Inertialsensorsystem und die zweite Sensoranordnung 3 ein Antennensystem für einen Satellitennavigationsempfänger sein kann. Die durch die zweite Sensoranordnung 3 empfangenen Daten, insbesondere Satellitendaten, werden mit einem zum Satellitenempfänger gehörenden Auswertungssystem 4 als Stützsystem ausgewertet und dadurch Stützdaten  $y$  gebildet. Üblicherweise sind die Stützdaten  $y$  Schrägentfernungen zu verschiedenen Satelliten.

Die erste Sensoranordnung 2 liefert Ausgangsdaten  $u$ , die auf ein mathematisches Bewegungsmodell 5 gelangen. Am Ausgang des Bewegungsmodells 5 stehen geschätzte Daten  $\hat{x}$ , Bewegungsdaten mit Hilfsdaten, die auf ein Stützmodell 6 als simuliertes Stützsystem geleitet werden. Durch das Stützmodell 6 werden die geschätzten Daten  $\hat{x}$  in geschätzte Stützdaten  $\hat{y}$  transformiert. Die geschätzten Daten  $\hat{y}$  werden mit den gemessenen Daten  $y$  in einer Differenzstufe 7 verglichen. Das Ausgangssignal gelangt auf einen Regler 8, der in Abhängigkeit vom Eingangssignal das Bewegungsmodell 5 ansteuert, um so zu besseren Schätzungen für die Daten  $\hat{x}$  zu gelangen. Am Ausgang des Bewegungsmodells 5 stehen auch die durch das Verfahren ermittelten Ergebnisdaten  $E$  an, die somit ausschließlich im simulierten Teil des Navigationsgeräts gebildet werden.

Die Aufgabe des Bewegungsmodells 5 besteht in der Nachbildung der Fahrzeug-/Sensorbewegung sowie ggf. von Sensoreigenschaften. Dabei können vektorielle oder skalare Größen wie Position, Geschwindigkeit, Beschleunigung, Lage, Drehrate, Sensorfehler usw., berücksichtigt werden. Als mathematische Basis dienen gewöhnliche Differentialgleichungen, die aus verschiedenen Gebieten stammen, wie beispielsweise Strap-Down-Technologie, Koppelnavigation, Sensorfehlermodell usw. Mit Hilfe des Bewegungsmodells 5 werden die Bewegungsdaten  $\hat{x}$  geschätzt, für die Beschleunigungs-, Geschwindigkeits- und Positionsvektoren, Schrägentfernungen und deren zeitliche Änderungen, Entfernungsdifferenzen, Richtungen, Strecken oder Geschwindigkeiten entlang von Bahnen usw. verwendet werden können.

Die Aufgabe des Reglers ist es, dafür zu sorgen, daß die geschätzten Größen den Verlauf der tatsächlichen in angemessener Weise nachbilden. Zur Auslegung des Reglers können beispielsweise die Theorien eines Kalman-Filters oder eines anderen Optimalfilters sowie eines Luenberger- oder nichtlinearen Beobachters verwendet werden.

Die Aufgabe des Stützmodells 6 ist die Nachbildung der Stützgrößen sowie ggf. die Erfüllung mathematischer Nebenbedingungen. Anwendungsabhängig können Bewegungsdaten wie Beschleunigungs-, Geschwindigkeits- und Positionsvektoren, Drehgeschwindigkeits- und Drehvektoren, Schrägentfernungen und deren zeitliche Änderungen, Entfernungsdifferenzen, Richtungen, Strecken oder Geschwindigkeiten entlang von Bahnen usw. verwendet werden. Die mathematische Basis des Modells ist zweckmäßigerweise ein Satz von Gleichungen.

Auf den Regler gelangen die geschätzten Bewegungsdaten  $\hat{x}$ . Hierdurch wird lediglich der Arbeitspunkt des Reglers 8 beeinflusst, nicht aber die eigentliche Regelfunktion.

Fig. 2 zeigt ein Ausführungsbeispiel für ein Bewegungsmodell 5 für Meßsignale  $u$  eines Inertialmeßsystems. Für die Benennung von Größen und Koordinatensystemen sind folgende Festlegungen gewählt worden:

## - Größen

## Vektoren

- 5 - Kennzeichnung: Pfeil, z.B.  $\vec{r}$
- Index: 1. Bezugssystem, 2. Darstellungssystem, z.B.  $\vec{r}_{r,g}$
- 10 - Komponenten: Weiterer Index z.B.  
 $\vec{r}_{r,g} = [r_{x,r,g}, \dots]$

## Quaternionen

- 15 - Buchstabe  $q$ , konj. komplex  $\tilde{q}$
- Komponenten
- 20  $q = [q_0 \text{ (reell)}, q_1, q_2, q_3 \text{ (imaginär)}]$

## Matrizen

- 25 - Kleinbuchstaben: einspaltige Matrizen/Vektoren ohne phys. Bedeutung
- Großbuchstaben: mehrspaltige Matrizen
- 30 - Komponenten: Indizes, z.B.  $f_1, F_{23}, C_{13,g}$

## - Koordinatensysteme

35	Körperfest	Index $b$ ,	Komponenten $x, y, z$
	Erdlotfest	$g$ ,	$x, y, z \text{ (N, E, D)}$
	ECEF*	$e$ ,	$x, y, z$
40	Inertial	$i$ ,	$x, y, z$

\*Earth-Centered-Earth-Fixed

45

Das Meßsignal  $u$  beispielsweise eines Inertialmeßsystems gelangt auf inverse Sensormodelle 10, 10'. Am Ausgang des Sensormodells 10 steht ein inertialer Beschleunigungsvektor  $a_b$  im körperfesten System. Dieser wird durch eine Matrix  $C_{eb}$  in das ECEF-System transformiert. In einer folgenden Kompensationsstufe werden bei der Transformation entstehende Scheinbeschleunigungen, wie Coriolis- und Zentrifugalbeschleunigungen, eliminiert. Es folgt eine Integration 13 zur Bildung des zugehörigen Geschwindigkeitsvektors und eine Integration 14 zur Bildung des zugehörigen Ortsvektors. Die Ortsvektordaten und Geschwindigkeitsvektordaten gelangen als Teil der Bewegungsdaten  $\hat{x}$  zum Stützmodell. Für die Ausgabe des Ergebnisses  $E$  wird noch eine Umrechnung 15 in ein erdlotfestes System vorgenommen. In ähnlicher Weise wird eine Transformation 16 des Geschwindigkeitsvektors für die Ausgabe des Ergebnisses  $E$  durchgeführt.

Mit dem inversen Sensormodell 10' werden Drehgeschwindigkeiten gebildet, die in einer Integrationsstufe 17 verarbeitet und in einer Umrechnungsstufe 18 in übliche Gierwinkel  $\Psi$ , Nickwinkel  $\theta$  und Rollwinkel  $\Phi$  unter Verwendung der erdfesten Position vom Ausgang der Umrechnungsstufe 15 umgerechnet werden und ebenfalls als Teil des Ergebnisses  $E$  ausgegeben werden. Die vor der Umrechnung vorliegenden Daten gelangen zum Stützmodell. Zu Rückführungszwecken sieht das Bewegungsmodell noch eine Transformationsstufe 19 vor, durch die ein Modell der Erdbeschleunigung auf die Kompensationsstufe 12 gelangt.

Fig. 2 verdeutlicht, daß der Regler 8 sowohl auf die Sensormodelle 10, 10' als auch auf die Integratoren 8, 13, 14 einwirkt, also auf alle Stufen des Bewegungsmodells 5, die der eigentlichen Modellierung der Bewegung dienen und nicht nur einer Umrechnung in verschiedene Koordinatensysteme.

Zur Ergänzung der qualitativen Erläuterung des Bewegungsmodells gemäß Fig. 2 und des Verfahrens gemäß Fig. 1 werden nachstehend verwendete Algorithmen angegeben.

## 1. Lagewinkel-Rechnung

- (a) i.  $q$  beschreibt Drehung vom  $e$ - ins  $b$ -System (direkt!) bzw. Drehung vom  $b$ - ins  $e$ -System, d.h. für Drehgeschwindigkeit  $\vec{\omega}$ : 1. Index "eb", laut [7] gilt damit:

$$\dot{q}_{eb} = \frac{1}{2} \vec{\omega}_{eb,e} q_{eb} \quad \text{mit} \quad \vec{\omega}_{eb} = \vec{\omega}_{ib} - \vec{\omega}_{ie} \quad (24)$$

$$\dot{q}_{eb} = -\frac{1}{2} \vec{\omega}_{ie,e} q_{eb} + \frac{1}{2} q_{eb} \vec{\omega}_{ib,b}$$

- ii. Transformation [7]: z.B.

$$\vec{r}_{e,e} = q_{eb} \vec{r}_{e,b} \bar{q}_{eb} \quad (25)$$

- iii. Komponenten:

$$\vec{\omega}_{ie,e} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{x,ie,e} \end{bmatrix} \quad \vec{\omega}_{ib,b} = \begin{bmatrix} \omega_{x,ib,b} \\ \omega_{y,ib,b} \\ \omega_{z,ib,b} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix}_{eb} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_{1,eb} \omega_{x,ib,b} - q_{2,eb} \omega_{y,ib,b} - q_{3,eb} (\omega_{x,ib,b} - \omega_{x,ie,e}) \\ q_{0,eb} \omega_{x,ib,b} - q_{3,eb} \omega_{y,ib,b} + q_{2,eb} (\omega_{x,ib,b} + \omega_{x,ie,e}) \\ q_{3,eb} \omega_{x,ib,b} + q_{0,eb} \omega_{y,ib,b} - q_{1,eb} (\omega_{x,ib,b} + \omega_{x,ie,e}) \\ -q_{2,eb} \omega_{x,ib,b} + q_{1,eb} \omega_{y,ib,b} + q_{0,eb} (\omega_{x,ib,b} - \omega_{x,ie,e}) \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\vec{r}_{e,e} = \begin{bmatrix} q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2 & 2(q_{1,eb} q_{2,eb} - q_{0,eb} q_{3,eb}) \\ 2(q_{1,eb} q_{2,eb} + q_{0,eb} q_{3,eb}) & q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2 \\ 2(q_{1,eb} q_{3,eb} - q_{0,eb} q_{2,eb}) & 2(q_{2,eb} q_{3,eb} + q_{0,eb} q_{1,eb}) \\ 2(q_{1,eb} q_{3,eb} + q_{0,eb} q_{2,eb}) & 2(q_{2,eb} q_{3,eb} - q_{0,eb} q_{1,eb}) \\ q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 + q_{3,eb}^2 & \end{bmatrix} \vec{r}_{e,b} \quad (27)$$

$$= C_{eb} \vec{r}_{e,b}$$

$$\vec{r}_{eb} = C_{be} \vec{r}_{e,e} = C_{eb}^T \vec{r}_{e,e} \quad (28)$$

- (b) Es gilt für die Transformationsmatrizen  $C$ :

$$C_{eb} = C_{eg} C_{gb} \Rightarrow C_{gb} = C_{eg}^T C_{eb} \quad (29)$$

( $C_{eg}$  siehe Gleichung (34))

Außerdem gilt mit [8] und dem Gierwinkel  $\psi$ , dem Nickwinkel  $\theta$  und dem Rollwinkel  $\phi$ :

$$C_{gb} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

Hieraus folgt aus (29)

$$\theta = -\arcsin C_{gb,31} \quad (\text{auf Rundungsfehler achten})$$

$$5 \quad \phi = \arcsin(C_{gb,32}/\cos\theta) \quad (\text{auf } \theta = \pm 90^\circ \text{ achten, Quadrant aus } C_{gb,33}) \quad (30)$$

$$\psi = \arcsin(C_{gb,21}/\cos\theta) \quad (\text{auf } \theta = \pm 90^\circ \text{ achten, Quadrant aus } C_{gb,11})$$

10

## 2. Geschwindigkeits-, Positionsrechnung

15

- (a) Beziehungen zwischen dem inertialen und den ECEF-System (bewegt, rotierend) mit den Orts-, Geschwindigkeits- und Beschleunigungsvektoren  $\vec{r}, \vec{v}, \vec{a}$ :

$$\vec{r}_i = \vec{r}_{ie} + \vec{r}_e$$

$$\vec{v}_i = \vec{v}_{ie} + \vec{v}_e + \vec{\omega}_{ie} \times \vec{r}_e$$

20

$$\vec{a}_i = \vec{a}_{ie} + \vec{a}_e + \dot{\vec{\omega}}_{ie} \times \vec{r}_e + 2\vec{\omega}_{ie} \times \vec{v}_e + \vec{\omega}_{ie} \times (\vec{\omega}_{ie} \times \vec{r}_e)$$

$$\Rightarrow \vec{a}_e = \vec{a}_i - \vec{a}_{ie} - 2\vec{\omega}_{ie} \times \vec{v}_e - \vec{\omega}_{ie} \times (\vec{\omega}_{ie} \times \vec{r}_e) \quad (\text{mit } \dot{\vec{\omega}}_{ie} \times \vec{r}_e \approx 0)$$

25

$\omega_{ie}$  ist bekannt;  $(\vec{a}_i - \vec{a}_{ie} - \vec{g}_g)$  folgt aus Messungen,  $\vec{g}_g$  sei bekannt

- (b) i. Mit  $\vec{a}_i - \vec{a}_{ie} - \vec{g} =: \vec{a}_b$  folgt

30

$$\vec{a}_{e,e} = \vec{v}_{e,e} = C_{eb}\vec{a}_{b,b} - 2\vec{\omega}_{ie,e} \times \vec{v}_{e,e} - \vec{\omega}_{ie,e} \times (\vec{\omega}_{ie,e} \times \vec{r}_{e,e}) + C_{eg}\vec{g}_{g,g} \quad (31)$$

$$\text{ii. } \dot{\vec{r}}_{e,e} = \vec{v}_{e,e} \quad (32)$$

35

$$\text{iii. } \begin{bmatrix} \dot{\vec{r}}_{x,e,e} \\ \dot{\vec{r}}_{y,e,e} \\ \dot{\vec{r}}_{z,e,e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{x,e,e} \\ v_{y,e,e} \\ v_{z,e,e} \end{bmatrix} \quad (33)$$

40

$$\vec{a}_{b,b} = \begin{bmatrix} a_{x,b,b} \\ a_{y,b,b} \\ a_{z,b,b} \end{bmatrix}, \quad \omega_{ie,e} \text{ s.o.}, \quad \vec{g}_{g,g} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_{z,g,g} \end{bmatrix}, \quad g_{z,g,g} \text{ s.u.}$$

45

Einschub:  $C_{eg}$  beschreibt die Transformation vom g-System in das e-System. Hierbei ist zunächst eine Drehung um  $90^\circ + \varphi$  ( $\varphi$ : geograph. Breite) um die y-Achse, dann eine Drehung um  $-\lambda$  ( $\lambda$ : geograph. Länge) um die z-Achse auszuführen.

50

$$C_{eg} = \begin{bmatrix} \cos\lambda & -\sin\lambda & 0 \\ \sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin(90^\circ + \varphi) & 0 & -\cos(90^\circ + \varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos(90^\circ + \varphi) & 0 & -\sin(90^\circ + \varphi) \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$= \begin{bmatrix} -\sin\varphi \cos\lambda & -\sin\lambda & -\cos\varphi \cos\lambda \\ -\sin\varphi \sin\lambda & \cos\lambda & -\cos\varphi \sin\lambda \\ \cos\varphi & 0 & -\sin\varphi \end{bmatrix} \quad \square$$

60

65



$$\vec{\omega}_{ie,e} \times \vec{v}_{e,e} = \begin{bmatrix} -\omega_{x,ie,e} v_{y,e,e} \\ \omega_{x,ie,e} v_{x,e,e} \\ 0 \end{bmatrix}$$

5

$$\vec{\omega}_{ie,i} \times (\vec{\omega}_{ie,e} \times \vec{r}_{e,e}) = \begin{bmatrix} -\omega_{x,ie,e}^2 r_{x,e,e} \\ -\omega_{x,ie,e}^2 r_{y,e,e} \\ 0 \end{bmatrix}$$

10

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_{x,e,e} \\ \dot{v}_{y,e,e} \\ \dot{v}_{z,e,e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) a_{x,b,b} \\ 2(q_{1,eb} q_{2,eb} + q_{0,eb} q_{3,eb}) a_{x,b,b} \\ 2(q_{1,eb} q_{3,eb} - q_{0,eb} q_{2,eb}) a_{x,b,b} \end{bmatrix}$$

15

$$\begin{aligned} & + 2(q_{1,eb} q_{2,eb} - q_{0,eb} q_{3,eb}) a_{y,b,b} \\ & + (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) a_{y,b,b} \\ & + 2(q_{2,eb} q_{3,eb} + q_{0,eb} q_{1,eb}) a_{y,b,b} \end{aligned}$$

20

$$\begin{aligned} & + 2(q_{1,eb} q_{3,eb} + q_{0,eb} q_{2,eb}) a_{z,b,b} + 2\omega_{x,ie,e} v_y (+\omega_{x,ie,e}^2 r_{x,e,e})^* \\ & + 2(q_{2,eb} q_{3,eb} - q_{0,eb} q_{1,eb}) a_{z,b,b} - 2\omega_{x,ie,e} v_x (+\omega_{x,ie,e}^2 r_{y,e,e})^* \\ & + (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 + q_{3,eb}^2) a_{z,b,b} \end{aligned}$$

25

$$\begin{bmatrix} -\cos \varphi \cos \lambda g_{z,g,g} \\ -\cos \varphi \sin \lambda g_{z,g,g} \\ -\sin \varphi g_{z,g,g} \end{bmatrix}$$

(35)

30

\*: Klammer-Term ist ggf. im g-Modell enthalten

35

$$(c) \vec{v}_{e,g} = C_{ge} \vec{v}_{e,e} = C_{eg}^T \vec{v}_{e,e}$$

(36)

(d) Gemäß [14] gilt für  $\varphi$  und  $\lambda$ :

40

$$\begin{aligned} r_{x,e,e} &= (R'_E + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ r_{y,e,e} &= (R'_E + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ r_{z,e,e} &= ((1 - e^2) R'_E + h) \sin \varphi \end{aligned}$$

(37)

45

$$\text{mit } R'_E = \frac{A}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$$

(A große Halbachse,  $e^2 = 1 - \frac{B^2}{A^2}$ , B kleine Halbachse,  $f = 1 - \frac{B}{A}$ )

50

Umgekehrt:

$$\lambda = \arctan \frac{r_{y,e,e}}{r_{x,e,e}}$$

unter Vorzeichenbeachtung von  $r_{y,e,e}$  und  $r_{x,e,e}$ :

55

$$\tan \varphi^{(i)} = \frac{r_{x,e,e}}{\sqrt{r_{x,e,e}^2 + r_{y,e,e}^2 + \epsilon^2}} \cdot \frac{R_E^{(i-1)} + h^{(i-1)}}{(1 - e^2) R_E^{(i)} + h^{(i-1)}}$$

ggf.  $\epsilon = 1 \text{ mm}$  zur Vermeidung von Singularitäten am Pol

60

65

$\varphi = \arctan \varphi^{(i)}$  mit  $i \approx 2$  konvergiert sehr schnell

$$h^{(i)} = \sqrt{(r_{x,e,e}^2 + r_{y,e,e}^2 + \epsilon^2)(1 + \tan^2 \varphi^{(i)} - R_E'^{(i)})} \quad (a)$$

$$\left( = \frac{\sqrt{r_{x,e,e}^2 + r_{y,e,e}^2}}{\cos \varphi} - R_E'^{(i)} \right) \quad (b)$$

(a) ist günstiger, weil  $\tan \varphi$  schon berechnet ist

Vorsicht in Polnähe; für  $90^\circ - |\varphi| < 45^\circ$  sollte  $R_E' = A \sqrt{\frac{\cot^2 \varphi + 1}{\cot^2 \varphi + \frac{B^2}{A^2}}}$  gesetzt und dann gerechnet werden:

$$\cot \varphi^{(i)} = \frac{\sqrt{r_{x,e,e}^2 + r_{y,e,e}^2}}{r_{x,e,e}} \cdot \frac{(1 - \epsilon^2)R_E'^{(i-1)} + h^{(i-1)}}{R_E'^{(i-1)} + h^{(i-1)}}$$

$\varphi = \operatorname{arccot} \varphi^{(i)}$  mit  $i \approx 2$  konvergiert sehr schnell

$$h^{(i)} = r_{x,e,e} \cdot \sqrt{1 + \cot^2 \varphi^{(i)} - (1 - \epsilon^2)R_E'^{(i)}} \quad (38)$$

$$\left( = \frac{r_{x,e,e}}{\sin \varphi^{(i)} - (1 - \epsilon^2)R_E'^{(i)}} \right)$$

Außerdem gilt mit:

$$\sin \varphi = \sqrt{\frac{\tan^2 \varphi}{1 + \tan^2 \varphi}}, \quad \cos \varphi = \sqrt{\frac{1}{1 + \tan^2 \varphi}}$$

$$R_N' = \frac{A(1 - \epsilon^2)}{(1 - \epsilon^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}}, \quad R_E = R_E' + h, \quad R_N = R_N' + h$$

$R_N'$ : Meridian-Krümmungsradius  $R_E'$ : Querkrümmungsradius

Einschub:

$$\begin{bmatrix} dr_{x,e,e} \\ dr_{y,e,e} \\ dr_{z,e,e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R_N' \sin \varphi \cos \lambda & -R_E' \cos \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \cos \lambda \\ -R_N' \sin \varphi \sin \lambda & R_E' \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda \\ R_N' \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\varphi \\ d\lambda \\ dh \end{bmatrix} \quad (39)$$

Mittels Matrizeninversion folgt bei  $|\varphi| < 90^\circ$  (wobei die Determinante obiger Funktionalmatrix den Wert  $(-R_N' \cdot R_E' \cos \varphi)$  hat):

$$\begin{bmatrix} d\varphi \\ d\lambda \\ dh \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{R_N'} \sin \varphi \cos \lambda & -\frac{1}{R_N'} \sin \varphi \sin \lambda & \frac{1}{R_N'} \cos \varphi \\ -\frac{1}{R_E' \cos \varphi} \sin \lambda & \frac{1}{R_E' \cos \varphi} \cos \lambda & 0 \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dr_{x,e,e} \\ dr_{y,e,e} \\ dr_{z,e,e} \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$= \begin{bmatrix} \varphi_1 & \varphi_2 & \varphi_3 \\ \lambda_1 & \lambda_2 & \lambda_3 \\ h_1 & h_2 & h_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dr_{x,e,e} \\ dr_{y,e,e} \\ dr_{z,e,e} \end{bmatrix}$$

□

## 3. Erdbeschleunigung

Mit den Bezeichnungen und Zahlenwerten aus [4] gilt nach [18]:

$$\begin{aligned}
 g_{z,g,g} &= \gamma_e \frac{1 + k \sin^2 \varphi}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} \left( 1 - \left( \frac{1}{R'_E} + \frac{1}{R'_N} \right) \cdot h + \frac{3h^2}{A^2 (1 - f \sin^2 \varphi)^2} \right) - 2\omega_{z,ie,e}^2 h \\
 &= \gamma_e \left( \frac{1 + k \sin^2 \varphi}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} \right. \\
 &\quad \left. - (1 + k \sin^2 \varphi) \left( \frac{1}{A} + \frac{1 - e^2 \sin^2 \varphi}{A(1 - e^2)} \right) \cdot h \right. \\
 &\quad \left. + \frac{3(1 + k \sin^2 \varphi)}{A^2 \sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}} \cdot \frac{1}{(1 - f \sin^2 \varphi)^2} h^2 \right) - 2\omega_{z,ie,e}^2 h \quad (41)
 \end{aligned}$$

## 4. Uhrenmodell

Uhrenfehler  $\Delta t$ , Ableitung  $\dot{\Delta t} = \Delta t_p$ , weißes Rauschen  $w$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta t} \\ \Delta t_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta t_p \\ w_t \end{bmatrix} \quad (42)$$

## 5. Sensor-Modelle

$$\begin{aligned}
 u &= u^* + u_0 \quad (\text{im System verwendete Gleichung, Korrektur eines Offsets}) \\
 u &= k(u^*) \quad (\text{tatsächliche Kennlinie}) \\
 \Rightarrow u_0 &= k(u^*) - u^* \\
 \dot{u}_0 &= \dot{u}^* \left( \frac{dk(u^*)}{du^*} - 1 \right) = \dot{u}^* (k' - 1)
 \end{aligned}$$

Annahme  $k'$  sei ein Polynom mit Koeffizienten  $w$ :

$$\dot{u}_0 = \dot{u}^* (w_0 + w_1 u^* + w_2 (u^*)^2 + w_3 (u^*)^3 + \dots) \quad (43)$$

Zusatz-Annahme  $w_i$  = weißes Rauschen mit Mittelwert 0

## Stützgrößen

1. Positions-, Geschwindigkeitsstützung: (GPS-, INS-, MLS-, Kamerastützung) Umrechnungen:  $\varphi, \lambda, h$  in  $[r_{x,e,e}, r_{y,e,e}, r_{z,e,e}]^T$

$$\bar{v}_{e,e} = C_{e,g} \bar{v}_{e,g}$$

## 6. Meßfunktionen

$r_{x,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)  
 $r_{y,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)  
 $r_{z,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)  
 $v_{x,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)  
 $v_{y,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)  
 $v_{z,e,e}$  INS-Position; Antennenposition  $r^*$  (GPS, DME, ...): Gln. (48) (44)

2. Range-, Range-Rate-Stützung: (GPS-, DME-, LORAN-, Lasertracker-Stützung)  
 Pro Satellit/Bodenstation gilt mit der Satellitenposition  $r_{s,e}$ ,  
 Satellitenuhrenfehler  $\Delta t_s$

Meßfunktion Range

$$R = \sqrt{(r_{x,e,c}^* - r_{x,s,c})^2 + (r_{y,e,c}^* - r_{y,s,c})^2 + (r_{z,e,c}^* - r_{z,s,c})^2} + c(\Delta t - \Delta t_s) \quad (45)$$

- 5 vergl. Gleichungen (48),  
wobei  $\Delta t_s$  aus den Ephemeriden bekannt ist  
und  $\Delta t > 0$  bedeutet: Empfängeruhr geht vor.  
Für Lasertracker gilt  $\Delta t \approx 0, \Delta t_s \approx 0$ .

10 Meßfunktion Range-Rate

$$V = \frac{1}{R - c(\Delta t - \Delta t_s)} \left( (r_{x,e,c}^* - r_{x,s,c})(v_{x,e,c}^* - v_{x,s,c}) \right. \\ + (r_{y,e,c}^* - r_{y,s,c})(v_{y,e,c}^* - v_{y,s,c}) \\ \left. + (r_{z,e,c}^* - r_{z,s,c})(v_{z,e,c}^* - v_{z,s,c}) \right) + c \cdot \Delta t \quad (46)$$

- 20 vergl. Gleichungen (48), (49) (Addition der mit Richtungscosinus gewichteten Komponenten der Relativgeschwindigkeit Satellit-Empfängerantenne)

Meßfunktion Range-Differenz

$$\Delta R = \sqrt{(r_{x,e,c}^* - r_{x,s,c})^2 + (r_{y,e,c}^* - r_{y,s,c})^2 + (r_{z,e,c}^* - r_{z,s,c})^2} \\ - \sqrt{(r_{x,e,c}^* - r_{x,s,c})^2 + (r_{y,e,c}^* - r_{y,s,c})^2 + (r_{z,e,c}^* - r_{z,s,c})^2} \quad (47)$$

- 30 Mit Differenzvektor INS-GPS-Antenne:  $\vec{r}_{db} = [r_{x,db}, r_{y,db}, r_{z,db}]^T$  gilt

$$\vec{r}_{e,c}^* = \vec{r}_{e,c} + C_{eb} \vec{r}_{d,b} \quad (48) \\ 35 \quad r_{x,e,c}^* = r_{x,e,c} + (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) r_{x,d,b} \quad (a) \\ + 2(q_{1,eb}q_{2,eb} - q_{0,eb}q_{3,eb}) r_{y,d,b} \\ + 2(q_{1,eb}q_{3,eb} + q_{0,eb}q_{2,eb}) r_{z,d,b}$$

$$r_{y,e,e}^* = r_{y,e,e} + 2(q_{1,eb}q_{2,eb} + q_{0,eb}q_{3,eb})r_{x,d,b} \quad (b)$$

$$+ (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2)r_{y,d,b}$$

$$+ 2(q_{2,eb}q_{3,eb} - q_{0,eb}q_{1,eb})r_{x,d,b}$$

$$r_{x,e,e}^* = r_{x,e,e} + 2(q_{1,eb}q_{3,eb} - q_{0,eb}q_{2,eb})r_{x,d,b} \quad (c)$$

$$+ 2(q_{2,eb}q_{3,eb} + q_{0,eb}q_{1,eb})r_{y,d,b}$$

$$+ (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 + q_{3,eb}^2)r_{x,d,b}$$

$$\bar{v}_{e,e}^* = \bar{v}_{e,e} + \bar{\omega}_{eb,e} \times \bar{r}_{d,e} = \bar{v}_{e,e} - \bar{\omega}_{ie,e} \times C_{eb}\bar{r}_{d,b} + C_{eb}(\bar{\omega}_{ib,b} \times \bar{r}_{d,b}) \quad (49)$$

mit

$$\bar{\omega}_{ib,b} \times \bar{r}_{db} = \bar{v}_{db} = \begin{bmatrix} \omega_{y,ib,b} \cdot r_{x,d,b} - \omega_{x,ib,b} \cdot r_{y,d,b} \\ \omega_{x,ib,b} \cdot r_{x,d,b} - \omega_{x,ib,b} \cdot r_{x,d,b} \\ \omega_{x,ib,b} \cdot r_{y,d,b} - \omega_{y,ib,b} \cdot r_{x,d,b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{x,d,b} \\ v_{y,d,b} \\ v_{z,d,b} \end{bmatrix} \quad (a)$$

$$v_{x,e,e}^* = v_{x,e,e} + (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2)v_{x,d,b} \quad (b)$$

$$+ 2(q_{1,eb}q_{2,eb} - q_{0,eb}q_{3,eb})v_{y,d,b}$$

$$+ 2(q_{1,eb}q_{3,eb} + q_{0,eb}q_{2,eb})v_{z,d,b}$$

$$+ \omega_{x,ie,e} \left( 2(q_{1,eb}q_{2,eb} + q_{0,eb}q_{3,eb})r_{x,d,b} \right.$$

$$\left. + (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2)r_{y,d,b} \right.$$

$$\left. + 2(q_{2,eb}q_{3,eb} - q_{0,eb}q_{1,eb})r_{z,d,b} \right)$$

$$v_{y,e,e}^* = v_{y,e,e} + 2(q_{1,eb}q_{2,eb} + q_{0,eb}q_{3,eb})v_{x,d,b} \quad (c)$$

$$+ (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2)v_{y,d,b}$$

$$+ 2(q_{2,eb}q_{3,eb} - q_{0,eb}q_{1,eb})v_{z,d,b}$$

$$- \omega_{x,ie,e} \left( (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2)r_{x,d,b} \right.$$

$$+ 2(q_{1,eb}q_{2,eb} - q_{0,eb}q_{3,eb})r_{y,d,b}$$

$$+ 2(q_{1,eb}q_{3,eb} + q_{0,eb}q_{2,eb})r_{z,d,b} \left. \right)$$

$$v_{x,e,e}^* = v_{x,e,e} + 2(q_{1,eb}q_{3,eb} - q_{0,eb}q_{2,eb})v_{x,d,b} \quad (d)$$

$$+ 2(q_{2,eb}q_{3,eb} + q_{0,eb}q_{1,eb})v_{y,d,b}$$

$$+ (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 + q_{3,eb}^2)v_{z,d,b}$$

### 3. Höhenstützung

Meßfunktion: Iteration gemäß Gleichungen (38)

### 4. Lagestützung

GPS: Positions Differenz mehrerer Antennen darzustellen im ECEF-System:

$C_{eb}\bar{r}_{d,b} \rightarrow$  Es gelten die Gleichungen (48) mit  $r_{x,e,e} = r_{y,e,e} = r_{z,e,e} = 0$

INS, Magnetfeldsonde usw.

Es gilt:  $C_{gb} = C_{ge} \cdot C_{eb}$

Es gilt:  $C_{gb} = C_{ge} \cdot C_{eb}$

$$\Rightarrow \sin \theta = \cos \varphi \cos \lambda (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) \quad (a) \quad (50)$$

$$+ \cos \varphi \sin \lambda (q_{1,eb} q_{2,eb} + q_{0,eb} q_{3,eb}) \cdot 2$$

$$+ \sin \varphi (q_{1,eb} q_{3,eb} - q_{0,eb} q_{2,eb}) \cdot 2$$

$$\sin \psi = \frac{1}{\sqrt{1 - \sin^2 \theta}} \left( -\sin \lambda (q_{0,eb}^2 + q_{1,eb}^2 - q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) \quad (b) \right.$$

$$\left. + \cos \lambda (q_{1,eb} q_{2,eb} + q_{0,eb} q_{3,eb}) \cdot 2 \right)$$

$$\sin \varphi = \frac{1}{\sqrt{1 - \sin^2 \theta}} \left( -\cos \varphi \cos \lambda (q_{1,eb} q_{2,eb} - q_{0,eb} q_{3,eb}) \cdot 2 \quad (c) \right.$$

$$\left. - \cos \varphi \sin \lambda (q_{0,eb}^2 - q_{1,eb}^2 + q_{2,eb}^2 - q_{3,eb}^2) \right.$$

$$\left. - \sin \varphi (q_{2,eb} q_{3,eb} + q_{0,eb} q_{1,eb}) \cdot 2 \right)$$

## 25 5. Radsensorstützung

$$v = \sqrt{v_{x,e,e}^2 + v_{y,e,e}^2 + v_{z,e,e}^2} \quad (51)$$

30 Eine Stützung der Strecke ist nur eine "verkappte" Geschwindigkeitsstützung oder — bei bekannter Bahn — eine Positionsstützung.

## 35 6. Winkelstützung

Elevationswinkel: (ILS, Lasertracker)

$$\cos \epsilon' = \sin \epsilon = \frac{\vec{r}^*}{|\vec{r}^*|} \cdot \frac{\vec{g}}{g} \quad (52)$$

mit  $\vec{r}^* = -\vec{r}_{e,e} + \vec{r}_{ref,e}$  und  $\frac{\vec{g}}{g} = [-\cos \varphi \cos \lambda, -\cos \varphi \sin \lambda, -\sin \varphi]^T$  gilt:

$$\sin \epsilon = \frac{A \cdot \cos \varphi \cos \lambda + B \cdot \cos \varphi \sin \lambda + C \cdot \sin \varphi}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \quad (52)$$

(  $A = r_{x,e,e} - r_{x,ref,e}$   $B = r_{y,e,e} - r_{y,ref,e}$   $C = r_{z,e,e} - r_{z,ref,e}$  )

50 Entsprechend gilt für den Azimut gegen die Nordrichtung (VOR, Lasertracker)

$$\cos \alpha = \text{Nordkomponente von } \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

$$\sin \alpha = \text{Ostkomponente von } \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}$$

55  $\vec{r} = \text{Nord- und Ostkomponente von } -\vec{r}^*$

Aus  $C_{ge}(\vec{r}_{e,e} - \vec{r}_{ref,e})$  folgt:

$$\tan \alpha = \frac{A \cdot \sin \lambda + B \cdot \cos \lambda}{A \cdot \sin \varphi \cos \lambda + B \cdot \sin \varphi \sin \lambda - C \cdot \cos \varphi} \quad (53)$$

(  $A = r_{x,e,e} - r_{x,ref,e}$   $B = r_{y,e,e} - r_{y,ref,e}$   $C = r_{z,e,e} - r_{z,ref,e}$  )

65 Insbesondere Gleichung 48 verdeutlicht den rechnerisch berücksichtigten Abstand zwischen dem Inertialsensorsystem (INS) und der Satellitenantenne (GPS), der bei einem Verkehrsflugzeug durchaus mehr als 30 m betragen kann. Während bisher versucht worden ist, beide Sensoren möglichst am selben Ort anzuordnen, um

einen Abstand zwischen den beiden Sensoren vernachlässigen zu können, ist es eine erfindungsgemäße Erkenntnis, daß der Abstand so groß wie möglich gewählt werden sollte, da hierdurch die Beobachtbarkeit verbessert und das Auftreten von Singularitäten sicherer unterdrückt wird.

# Patentansprüche

5

1. Verfahren zur Navigation mit einander ergänzenden Auswertungen von Daten unterschiedlicher Meßmethoden für einen bewegbaren Gegenstand (1), wobei

- mit einer ersten Meßmethode hinsichtlich der Verfügbarkeit vorteilhafte Meßsignale einer ersten Sensoranordnung (2) und mit einer zweiten Meßmethode hinsichtlich der Genauigkeit vorteilhafte Meßsignale einer zweiten Sensoranordnung (3) gewonnen werden, 10
- die Meßsignale (U) des ersten Sensors auf eine Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes angewendet und hieraus Bewegungsdaten (x) ermittelt werden,
- die ermittelten Bewegungsdaten (x) in eine Simulation (6) der zweiten Meßmethode zur Erzeugung simulierter Meßsignale (y) der zweiten Sensoranordnung (3) eingegeben werden, 15
- die simulierten Meßsignale (y) mit tatsächlichen Meßsignalen (y) der zweiten Sensoranordnung (3) verglichen werden,
- aus dem Vergleich die zugrunde gelegte Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes korrigiert wird und
- die durch die Simulation (5) der Bewegung des Gegenstandes (1) ermittelten Bewegungsdaten als Ausgangsdaten (E) des Navigationsverfahrens ausgegeben werden. 20

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Sensoranordnungen (2, 3) für die beiden Meßmethoden mit Abstand voneinander angeordnet werden und daß der Abstand für die Simulation (6) der zweiten Meßmethode berücksichtigt wird.

25

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

30

35

40

45

50

55

60

65

- Leerseite -





